

極超音速飛翔体の通信ブラックアウトにおける機体形状の影響

○森本貴大, 杵淵紀世志 (名古屋大学)

Effect of Vehicle Shape on Communication Blackout in Hypersonic Flight Takato Morimoto, Kiyoshi Kinefuchi (Nagoya University)

Abstract

Communication blackout during hypersonic flight is a problem to be solved for the safety of transportation. The radio frequency attenuation of a sharp nose geometry was quantitatively evaluated by coupling CFD analysis of thermochemical non-equilibrium flow and FDTD analysis of electromagnetic field including plasma. The results of the analysis show that a sharper nose reduces the attenuation of the radio frequency and the drag force, although the heat flux is increased. A guideline for the design of hypersonic flight vehicles is given, in which these parameters are considered.

1. はじめに

極超音速飛行の際には、飛翔体は機体前方に発生する衝撃波に由来する空力加熱が発生する。図1に示すように加熱によって機体周囲の大気が乖離、電離し、生じたプラズマによりシースが形成される。このプラズマシースは飛翔体が通信に用いる電波と干渉し、通信波の減衰や反射が生じる。プラズマの干渉により飛翔体と基地局との通信が途絶えてしまう現象は通信ブラックアウトと呼ばれる。通信ブラックアウトは安全な航行のために解決すべき課題である。

現在、宇宙への輸送手段である従来のロケットは使い捨てであり、宇宙輸送の低コスト化における課題となっている。NASA Space Shuttle のようなオービタ、SpaceX Falcon9 のロケット第1段などの部分的再使用は実現されているが、完全な再使用には至っていない。完全再使用による低コスト化と高い輸送の安全性の確保のため、航空機のような空気吸い込みエンジンをを用いて軌道投入を行うスペースプレーンの構想が存在する。空気吸い込みエンジンをを用いることから、スペースプレーンの機体形状には従来のロケット形状と比較して、高い空力性能が求められるため、Space Shuttle のような大きなノーズ半径を持つ機体形状は適さない。そのためノーズ半径を小さくしたシャープ-スレンダーボディ形状を採用する必要がある。図2にシャープ-スレンダーボディ形状の模式図を示す。

シャープ-スレンダーボディ形状を採用すると、プラズマ密度、シースの形状変化があり、先に述べたプラズマと電波の状態に変化及ぼすと考えられる。本研究では数値解析によって通信解析を行い、極超音

速飛行の際にノーズ半径を小さく取った際の機体形状の変化が通信波減衰に及ぼす影響の調査を行った。

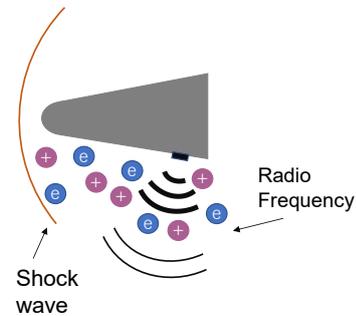


図1 通信ブラックアウト発生イメージ

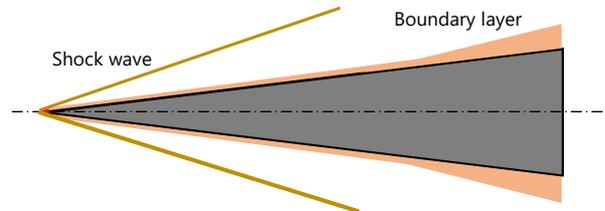


図2 シャープ-スレンダーボディ形状での流れ

2. 通信ブラックアウト

プラズマと電磁波の干渉は、Maxwell 方程式と電子の運動方程式により説明される。これらの方程式より、プラズマ中の誘電率 ϵ_{pr} は、Drude 分散式で次のように表せる[1].

$$\epsilon_{pr}(\omega) = 1 + \frac{\omega_p^2}{\omega(j\nu_e - \omega)} \quad (1)$$

ω :電波の角周波数, ω_p :電子プラズマ周波数, ν_e :電子衝突周波数であり、これらのパラメタによって電波減衰現象は支配される。図3には、1次元の理論式より導出された電波減衰の程度を、横軸に ω_p/ω 、縦軸に ν_e/ω 、の無次元数を取って示す。極超音速飛行の

際の、 $v_e \approx \omega$ の領域では、 $\omega_p/\omega \approx 1$ で減衰が大きくなることがわかる。

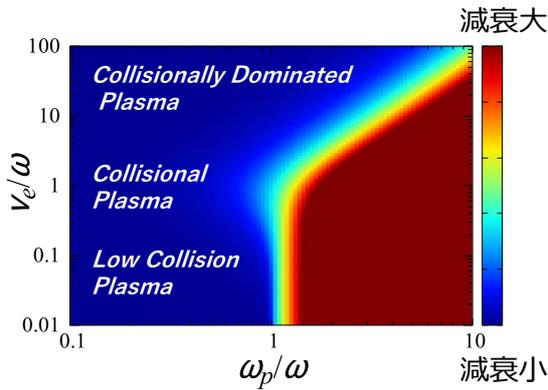


図3 プラズマ周波数、衝突周波数と電波減衰の関係

3. 数値解析手法とモデル

解析はCFD/FDTDによる one-way coupling で行った。CFD による解析によって流れ場の電子数密度を取得し、プラズマのパラメタである、電子プラズマ周波数 ω_p 、電子衝突周波数 v_e を算出したのち、これらのパラメタを用いて電磁界解析を行う。

3.1. CFD

支配方程式を2次元軸対称圧縮性 Navier-Stokes 方程式として、熱化学的非平衡流解析を行った。定常流とし、気体壁面境界条件を1000K等温、非触媒性と設定した。並進-回転温度と振動-電子励起温度の2温度を考慮する Park2 温度モデル[2]を用い、化学反応モデルには11化学種($N_2, O_2, NO, N, O, N^+, O^+, NO^+, e^-$), 49素反応を使用した。電磁界解析に用いる衝突周波数のうち電子-イオン間衝突はCoulomb衝突からの理論式を用いて算出し、電子-中性粒子は衝突断面積を電子温度の多項式近似に Gnoffo[3]パラメタを用いて算出した。

3.2. FDTD

FDTD (Finite Difference Timed Domain)法はMaxwell方程式の空間、時間領域での差分法である。Yeeアルゴリズムにより電界、磁界を逐次計算する手法である。2次元TE波(E_x, E_y, H_z)による解析を実施した。2次元平面に飛行体気体中心軸が含まれるように平面を取った。プラズマとの干渉を考慮した電磁界の挙動を取り扱うため、RC (Recursive Convolution)法によってプラズマの周波数分散性を考慮している。給電は微小ダイポールより正弦波入力とした。吸収境界条件には、BerengerによるPML (Perfectly Matched Layer)吸収境界条件を用いた。減衰の評価には図4及び、式(2)-式(7)に示すように境界面の等価磁流と等価

電流に基づいた遠方界 E_ϕ を算出し、電界の変化により評価を行った。

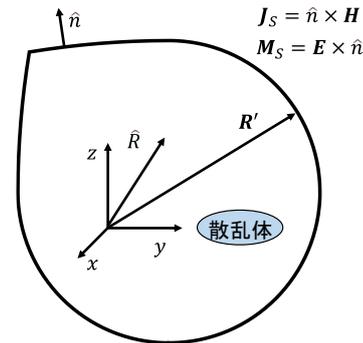


図4 遠方界

$$A(\omega) = \sqrt{\frac{j\omega}{8\pi cR}} e^{jk_0 R} \int_C J_s(\omega, \mathbf{R}') \exp(jk_0 \hat{R} \cdot \mathbf{R}') ds' \quad (2)$$

$$F(\omega) = \sqrt{\frac{j\omega}{8\pi cR}} e^{jk_0 R} \int_C M_s(\omega, \mathbf{R}') \exp(jk_0 \hat{R} \cdot \mathbf{R}') ds' \quad (3)$$

$$E_\phi = -Z_0 A_\phi - F_z \quad (4)$$

$$E_z = -Z_0 A_z + F_\phi \quad (5)$$

3.3. 解析モデル-RAM-CII とシャープ形状

解析の機体形状及びフライトデータのモデルとして、NASA によって行われた鈍頭再突入試験である RAM-CII[4]のデータを用いた。鈍頭機体形状として図5に示した機体形状及びパラメタを用いる。ノーズ半径は元の RAM-CII 形状を含めた4種類とした。ノーズ半径 R_n の変更に伴う幾何拘束は次のように定めた。

- 機体容積と機体の半頂角 θ を一定として機体全長 L を算出する。
- アンテナ位置を機体長の比 x_{ant}/L を一定とする。具体的な値は幾何形状のパラメタの値は表1に示した。また、CFDでの解析は表2に示す高度61kmのフライト条件とした。

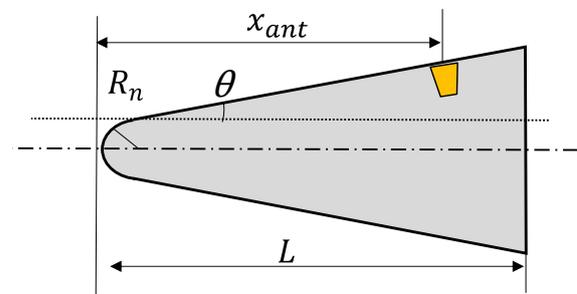


図5 機体形状のパラメタ

表 1 解析ケース

R_n [mm]	L [mm]	x_{ant} [mm]	θ [deg.]
152 (RAM C-II)	1295	974.1	9.0
100	1565.9	1177.9	9.0
50	1832.2	1378.2	9.0
10	2047.8	1540.1	9.0

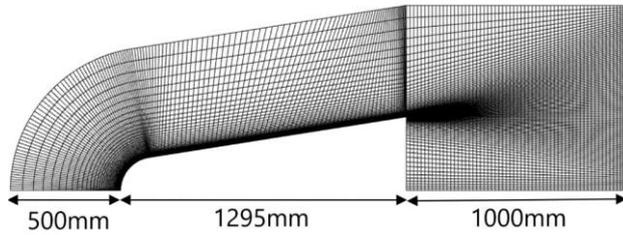


図 6 解析格子の例 ($R_n = 152$ mm)

表 2 フライト条件

高度	マッハ数	温度[K]	圧力[Pa]
61km	23.9	254.8	19.5

4. 解析結果と考察

RAM-CII 形状の CFD 解析について、フライトでの測定数値及び先行研究での解析[5]との比較検証を行った。図 7 比較の結果を示す。実験値、先行研究での CFD 解析と比較して、壁面電子数密度の値で一致が確認された。また、図 8 には各ノーズ半径での振動-電子励起温度の分布を示す。

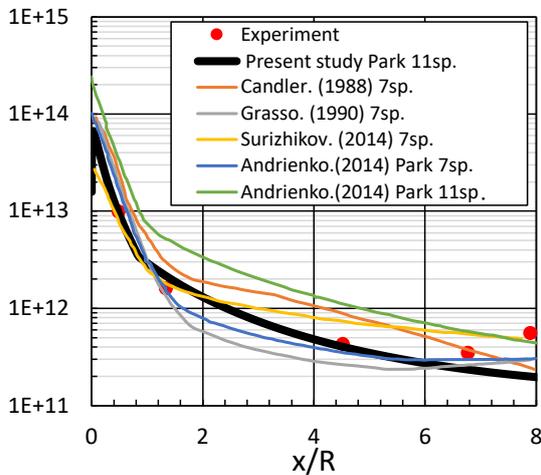


図 7 高度 61km フライトでの壁面電子数密度

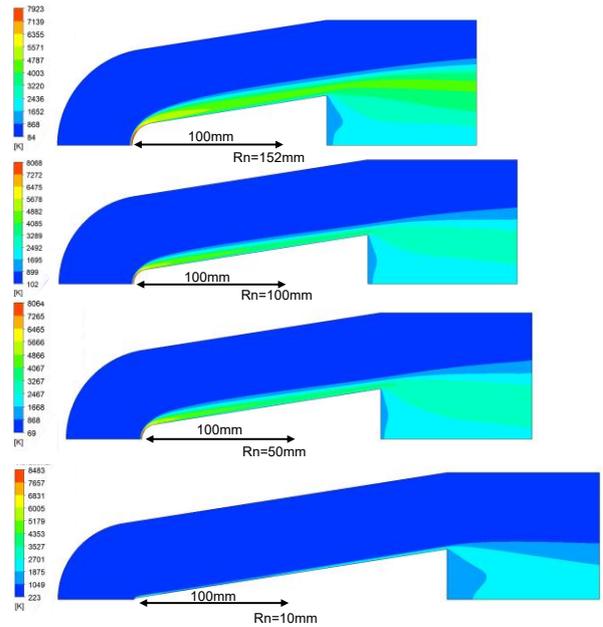


図 8 振動-電子励起温度分布

次に電磁界解析の結果を示す。解析は VHF (0.26 GHz) で行った。解析格子のサイズは、電磁波の波長を λ として、 $dx = dy = \lambda/20$ と設定した。図 9 には電界強度分布を示す。ただし、給電電圧に任意性を含むことに注意する。結果より、迎え角がない流れの場合、給電点からの強い電磁界がプラズマシースを透過したのち、漏れ出した電磁界が、より薄いプラズマの領域及び自由空間に伝播している様子が確認できる。次に電波減衰計算の結果を示す。プラズマを考慮したときの遠方界電界強度の平均値 $|\bar{E}|$ とプラズマ無しでの遠方界電界強度の平均値 $|\bar{E}_0|$ を用いてデシベルでの評価を行った。

$$dB = 20 \log_{10} \frac{|\bar{E}|}{|\bar{E}_0|} \quad (6)$$

ノーズ半径ごとの各方位角で減衰を計算し、平均を取ったグラフを図 10 に示した。

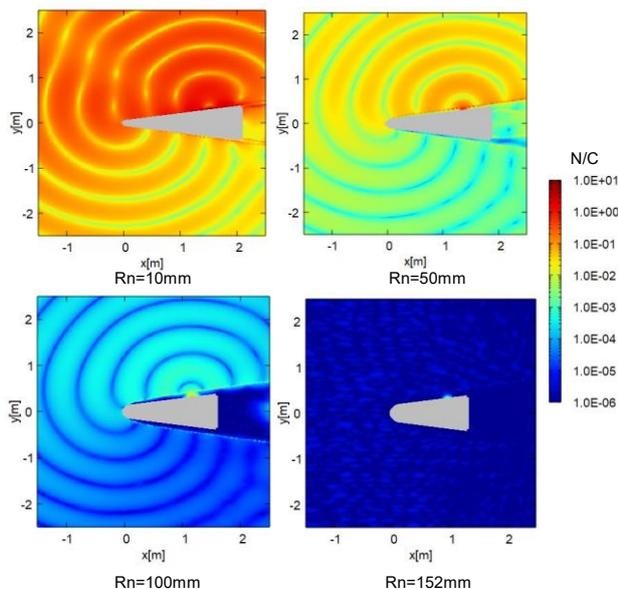


図9 ノーズ半径ごとの電界分布

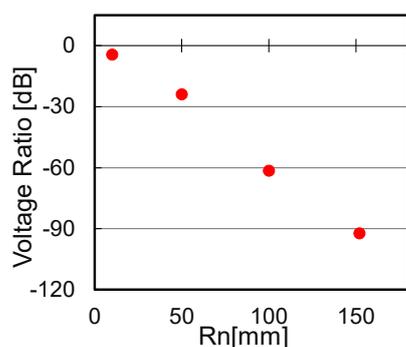


図10 ノーズ半径に対する電波減衰量

ノーズ半径が小さくなったことにより、衝撃波背後-気体表面のよどみ点までの高温の反応領域が小さくなる。また、ノーズが小さくなることによりプラズマのシースは薄くなっている。高温反応領域の縮小により生成される電子の電子数密度が減少したこと、シースが薄くなったことにより透過する通信波の電波減衰が抑制されたと考えられる。この傾向は Steiger[6]による鈍頭のノーズ半径を変更して行われた実験の結果とも一致する。

FDTD法による電磁界解析の結果に加えて、CFD結果より算出された圧力抵抗による抗力と、式(7)に示した Sutton Graves equation[7]によるよどみ点熱流束を図11にそれぞれ示す。

$$q_s = k \sqrt{\frac{\rho}{R_n}} V^3 \quad (7)$$

抗力は減少する一方で熱流束は増大していることが確認できる。よって電波の減衰低減、抗力低減、及び

熱流束緩和のパラメタはトレードオフでありこれらのバランスが必要となる。

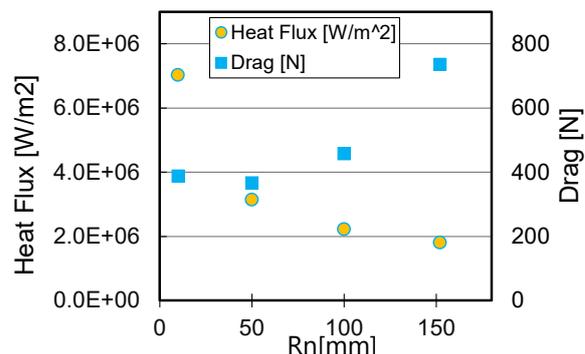


図11 ノーズ半径に対するよどみ点熱流束、抗力

5. まとめ

CFDによる極超音速飛翔での熱化学的非平衡流れ場の解析とFDTDによるプラズマを考慮した電磁界解析により電波の減衰を評価した。

スペースプレーンへの適用を目指した、ノーズ半径の小さいシャープ形状のCFD/FDTD連成解析を行いよりノーズ半径が小さいほど電波減衰を抑えることができ、通信ブラックアウトを低減できる可能性が確認された。スペースプレーンにおいて重要になる抗力についてもノーズ半径が小さくなるほど低減される一方で熱流束については増大する。実際の機体への適用についてはこれらのトレードオフの特性や上位要求を考慮した機体設計が必要であり、本研究で設計指針を示した。

謝辞

本研究は公益財団法人立松財団より一般研究助成を受けて行われました。

参考文献

- [1] 杵淵紀世志: イプシロンロケット噴煙損失の事前予測解析とフライト結果. 令和元年度宇宙輸送シンポジウム, 2019.
- [2] Park, C.: Review of Chemical-Kinetic Problems of Future NASA Missions. I - Earth Entries. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 7, No. 3, pp. 385-398, 1993.
- [3] Gnoffo, P. A., Gupta, R. N., Shinn, J. L.: Conservation Equations and Physical Models for Hypersonic Air Flows in Thermal and Chemical Nonequilibrium. Publication NASA TP-2867. NASA, 1989.

- [4] Jones, W. L., Cross, A. E. : Electrostatic-Probe Measurements of Plasma Parameters for Two Reentry Flight Experiments at 25000 Feet per Second. NASA L-7984. 1972.
- [5] Andrienko, D., Shang, J. J., Surzhikov, S., Huang, G. P. : Non-Equilibrium Flowfield of RAM-C II Probe, the 45th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, 2014.
- [7] Sutton, K., Graves, R. A. : A General Stagnation-Point Convective-Heating Equation for Arbitrary Gas Mixtures. NASA TR R-376. 1971.
- [8] 宇野亨, 何一偉, 有馬卓司 : 数値電磁界解析のための FDTD 法 - 基礎と実践 -, コロナ社, 2016.